

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(7), 581-593(2017)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.7.581

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

멀티콥터형 무인기용 고효율 프로펠러 개발

위성용*, 강희정**, 김태주**, 기영중**, 송재림**

High-efficiency propeller development for Multicopter type UAV

Seong-Yong Wie*, Hee Jung Kang**, Taejoo Kim**, Young-Jung Kee** and Jaerim Song**

Korea Aerospace Research Institute* , **

ABSTRACT

In order to develop high efficiency propeller for multicopter type UAV, we designed, analyzed and tested aerodynamic and structural dynamics. For the design of the high efficiency propeller, the optimum design method was applied for the determination of the airfoil and the three-dimensional planform is designed to reduce induced power of the propeller. The flight suitability of the derived shape was determined through structural design and analysis. The rotation test was performed to confirm the performance of the analytically designed shape. In this paper, we propose a procedural propeller design methodology using these design-analysis-test methods.

초 록

멀티콥터형 무인기용 고효율 프로펠러 개발을 위하여 공기역학 및 구조역학적 성능을 고려하여 설계·해석·시험을 수행하였다. 고효율 프로펠러 설계를 위해 익형 형상 결정은 최적설계기법을 적용하였으며, 프로펠러의 3차원 플랜폼은 유도동력을 최소화하기 위해 설계되었다. 도출된 형상은 구조설계 및 해석을 통하여 비행적합성을 판단하였으며, 해석적으로 설계된 형상에 대한 성능을 확인하기 위해 회전시험을 수행하였다. 본 논문에서는 이와 같은 설계·해석·시험 방법을 이용하여 절차적 프로펠러 설계방법론을 제시하고 있다.

Key Words : Multicopter(멀티콥터), Propeller design(프로펠러 설계), Rotation test(회전시험)

1. 서 론

최근 개발 및 운용되고 있는 소형 무인기의 경우 멀티콥터 형태의 비행체가 주를 이루고 있다. 본 논문에서는 멀티콥터 형태의 무인기에 사용되는 프로펠러의 설계, 해석, 시험에 대한 절차 및 방법에 대하여 자세히 기술하고자 한다. 제안하는 개발 절차는 25kg급 멀티콥터용 프로펠러

개발을 목적으로 하고 있다. 개발할 프로펠러의 성능 요구도 도출은 추세분석을 통하여 이루어지며, 구체적인 성능 요구도는 비행체의 중량 및 프로펠러 개수에 따라 결정된다.

도출된 설계 요구조건을 만족시키기 위해 다양한 설계/해석 Tool들이 사용된다. 익형 공력설계/해석은 XFOIL, XOPTFOIL이 사용되며, 프로펠러 3차원 공력설계/해석은 QPROP, QMIL,

† Received : February 20, 2017 Revised : June 28, 2017 Accepted : June 30, 2017

* Corresponding author, E-mail : wie@kari.re.kr.kr

CAMRAD II 을 사용하였다. 단면 물성치 설계/해석은 KSec2D 를 사용하였으며, 3차원 구조해석은 MIDAS-NFX를 이용하였다.

설계, 해석 절차를 통하여 결정된 최적화된 프로펠러 형상은 시제를 제작하여 회전시험을 수행하게 된다. 최종적으로 시험결과와 해석결과를 비교하여 형상에 대한 성능을 확인하였다. 본 논문에서는 이러한 일련의 설계/해석/시험 과정을 진행 순서에 따라 설명하고 있다.

II. 본 론

2.1 프로펠러 추세분석 및 설계 요구조건

프로펠러 형상 설계에 필요한 프로펠러 개수, 사이즈, 회전수는 기존 드론에 사용된 프로펠러 추세분석을 통해 결정하였다. 드론 데이터는 2016 드론쇼 코리아(부산, BEXCO)에 전시된 30여개의 드론 데이터를 사용하였다. 목표로 하는 25kg급의 멀티콥터형 무인기의 경우 주로 8개의 프로펠러를 사용하고 있으며, 프로펠러 직경은 약 22~23inch에 해당한다[1]. 이 때, 각 프로펠러는 약 30N의 추력을 발생시킬 수 있어야 하며, Fig. 3의 프로펠러 추력 성능 DB로부터 프로펠러 회전수는 약 3,500 ~ 4,000RPM에 해당하는 것을 확인할 수 있다. 프로펠러 성능 DB는 15~30inch 상용 프로펠러를 회전 시험하여 구축하였다.

따라서, 25kg급 멀티콥터의 프로펠러 설계 요구조건은 추력에 대한 여유값을 고려하여 Table 1과 같이 나타낼 수 있다.

2.2 초기 형상 설계 및 해석

2.2.1 익형 선정 및 최적화

프로펠러 3차원 플랜폼 설계 이전에 익형에 대한 선정이 이루어져야 한다. 프로펠러 익형은 프로펠러에서 일반적으로 많이 사용되는 CLARK-Y 익형을 기준익형으로 최적화된 익형을 사용하였다.

Table 1. Design Requirement of the Propeller

Propeller	Design Requirement
Diameter	22inch
Thrust	30N
Rotating speed	3,000RPM
No. of Blade	2

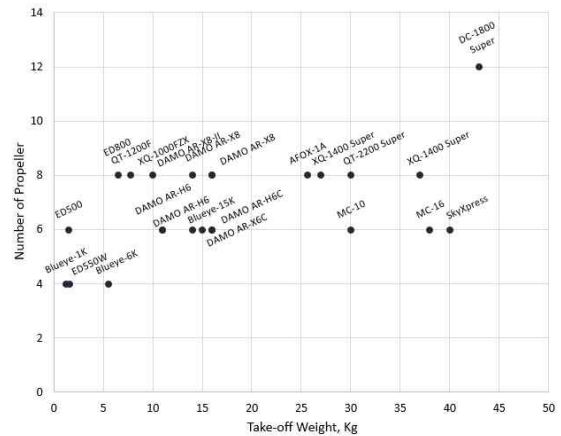


Fig. 1. Number of Propeller for Drones[1]

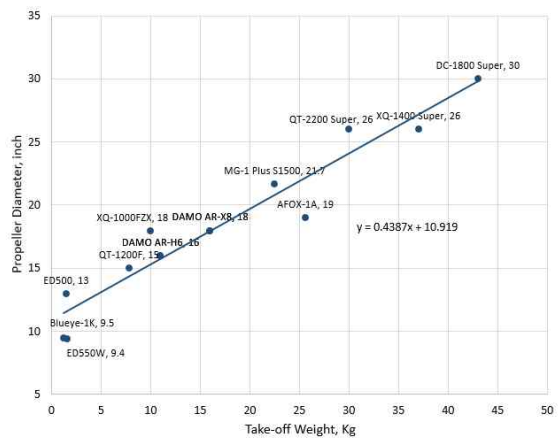


Fig. 2. Propeller Diameter Trend Curve[1]

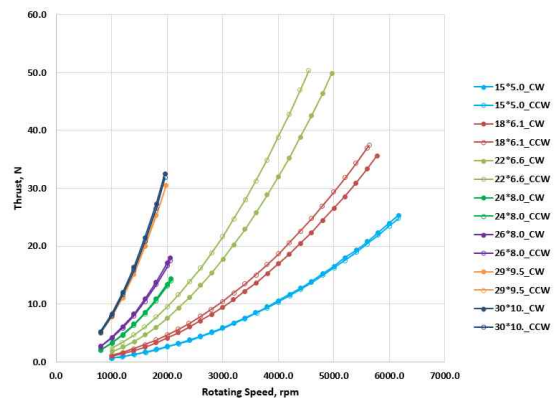


Fig. 3. Performance Database of propellers

설계 목표로 하는 프로펠러의 주 운영 영역은 Reynolds No. = 200,000~300,000 영역이며, 익단 회전속도는 Mach No. = 0.4 이하 아음속 영역이다. 이러한 이유로 익형 설계와 해석은 짧은 시간 안에 비교적 정확한 계산이 가능한 XFOIL과 XOPTFOIL를 사용하여 익형 형상을 최종적으로

Table 2. Conditions for Airfoil optimization

Airfoil	Constraint	Design Variable	Objective function
Clark-Y	$t/c \leq 0.11$	Upper: 5 Lower: 5	Minimize f

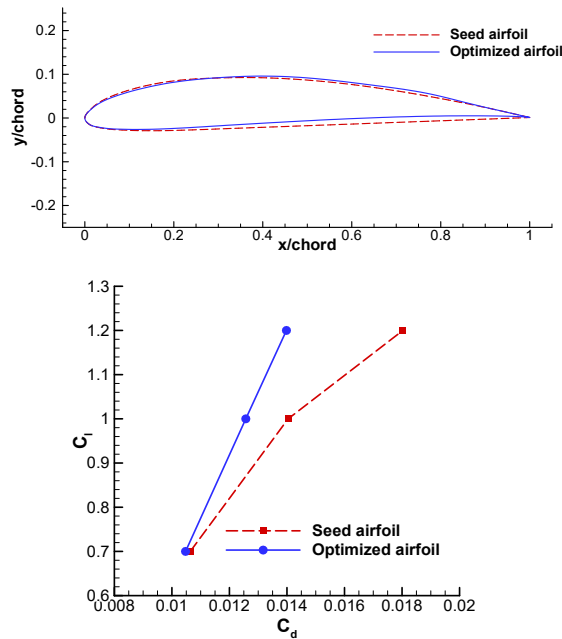


Fig. 4. Seed and Optimized airfoil comparison

결정하였다[2].

익형 최적설계는 식(1)의 목적함수와 Table 2의 제한 조건에서 진행되었다. 목적함수 f 는 양력계수 1.2, 1.0, 0.7 위치에서 항력이 최소화 되도록 하였으며 그에 따라 익형을 Hick-Henne 함수로 모사하여 익형 윗면 아래면 형상함수를 설계 변수 개수 각각 5개에서 최적설계를 수행하였다.

익형 두께 제한조건은 복합재료를 이용한 제작의 용이성을 고려하여 익형두께는 11%로 설정하였다.

$$f = 0.2C_{d(C_l=0.7)} + 0.3C_{d(C_l=1)} + 0.5C_{d(C_l=1.2)} \quad (1)$$

최적설계의 Seed airfoil은 CLARK-Y 익형이며 최적설계를 통해 도출된 익형은 CLARK-Y OPT.로 명명하였다. 받음각별 양항비를 살펴보면, 프로펠러 유효 받음각 범위인 0도에서 8도에서 CLARK-Y OPT. 익형의 양항비가 좋음을 알 수 있다. CLARK-Y 익형 대비 CLARK-Y OPT. 익형이 주 운영 영역에서 양항비가 향상되므로 프로펠러의 성능 또한 CLARK-Y OPT.를 이용한 프로펠러가 성능이 더 좋을 것으로 예상된다.

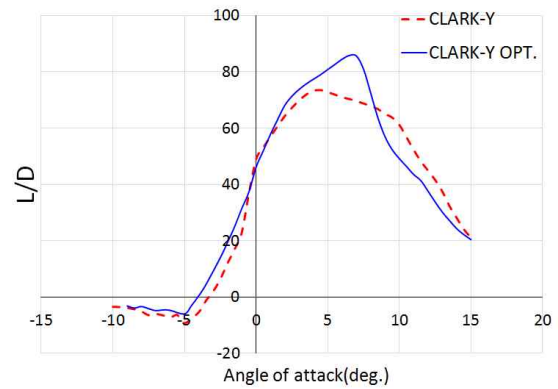


Fig. 5. CLARK-Y OPT. L/D

2.2.2 프로펠러 플랜폼 형상 설계

프로펠러 형상설계는 MIT 대학의 Mark Drelor가 개발한 QMIL/QPROP 프로그램[3]을 사용하였다. QMIL/QPROP 프로그램은 주어진 프로펠러 반경, 블레이드 개수, 프로펠러 회전수, 익형 공력 계수를 적용하여, 요구되는 추력 조건에 대해 유도동력을 최소화 하는 프로펠러의 코드(chord) 길이 및 비틀림 각(twist angle) 분포를

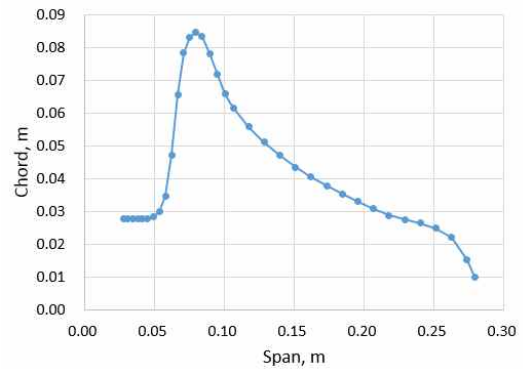


Fig. 6. Chord Distribution of the Designed Propeller

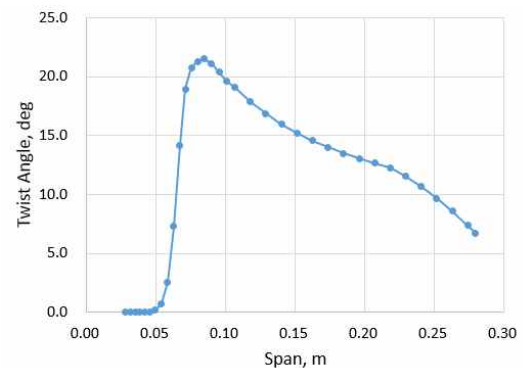


Fig. 7. Twist Angle Distribution of the Designed Propeller

생성하는 프로펠러 형상 설계 프로그램이다. Table 1의 프로펠러 설계 요구조건에 대해 앞 절에서 최적 설계된 Clark-Y OPT. 익형을 사용하여 프로펠러 플랜폼 형상 설계를 수행하였다. 프로펠러 루트(propeller root) 영역과 최대 코드길이는 상용 프로펠러의 추세 및 경험치에 기반하여, 프로펠러 반경의 10%, 30%로 설정하였다. Fig. 6, 7은 프로펠러 반경에 따른 코드길이 및 비틀림 각의 분포를 보여준다.

2.2.3 프로펠러 성능 해석

설계형상 직경 22인치 2엽 프로펠러에 대한 성능 해석은 회전의 통합성능해석프로그램인 CAMRAD II 와 전산유체(CFD)프로그램인 STAR-CCM+를 사용하였다.

CAMRAD II는 Blade Element Method 기반의 해석 프로그램으로 비교적 계산시간이 빠르고 구조적 변형을 고려할 수 있는 장점을 지니고 있다. CAMRAD II 공력 성능해석은 2차원 익형 공력 양력, 항력, 모멘트 계수 데이터 베이스를 이용하게 되며, 이때 사용된 2차원 익형 공력 데이터 베이스는 XFOIL을 통하여 계산된 값을 이용하였다.

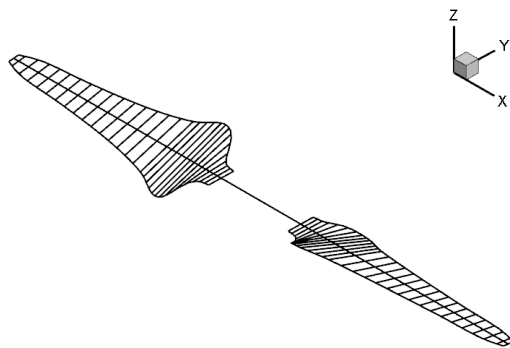


Fig. 8. CAMRAD II model for propeller

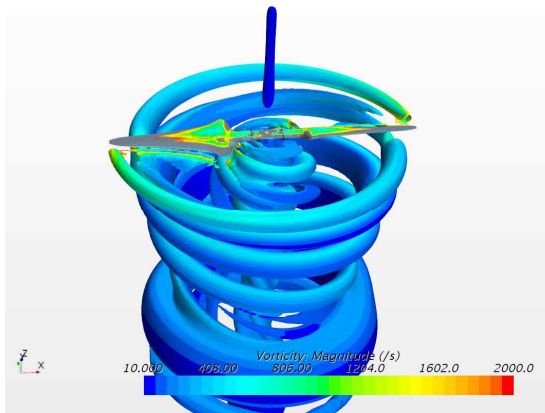


Fig. 9. Propeller tip-vortices (STAR-CCM+)

이와 함께 STAR-CCM+을 이용한 CFD 해석 또한 진행하였다. STAR-CCM+ Reynolds Averaged Navier-Stokes Solver를 이용하여 전산 해석을 수행하였고 회전유동 계산을 위해 MRF(Moving Reference Frame) 기법을 적용하여 프로펠러의 제자리 비행 성능을 해석하였다.

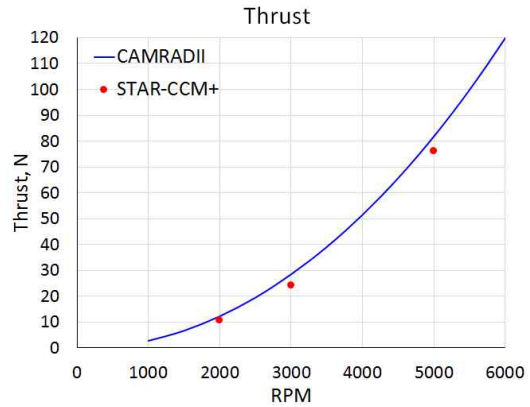


Fig. 10. Thrust(CAMRAD II, STAR-CCM+)

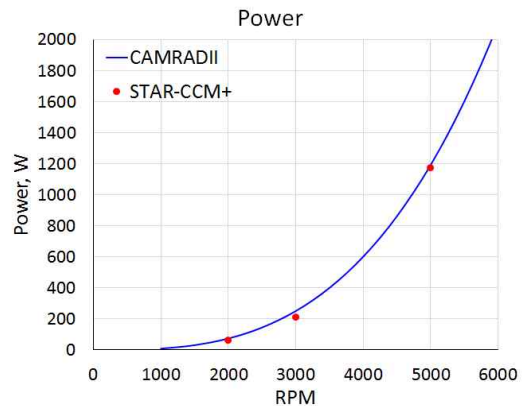


Fig. 11. Power(CAMRAD II, STAR-CCM+)

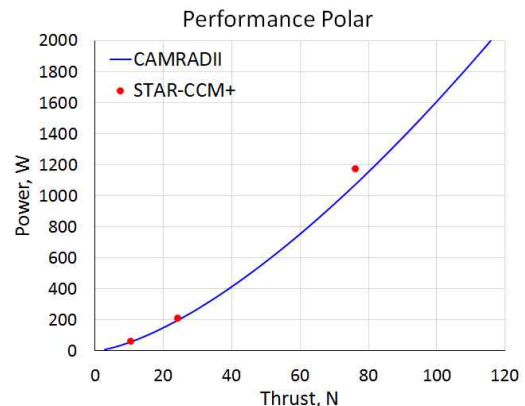


Fig. 12. Performance polar (CAMRAD II, STAR-CCM+)

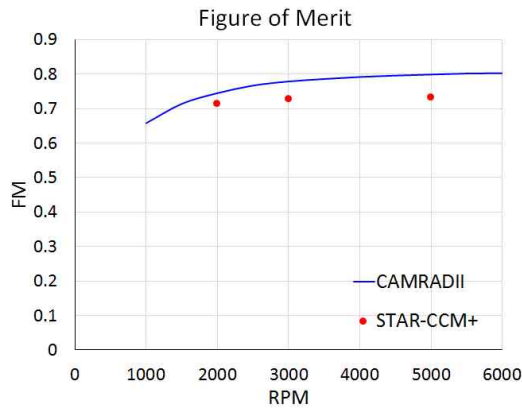


Fig. 13. Figure of Merit (CAMRAD II, STAR-CCM+)

CFD 해석의 경우 CAMRAD II 해석에 비하여 많은 계산시간을 요구하기 때문에 2000, 3000, 5000 RPM 에서만 해석을 수행하였다. CFD 해석을 통하여 CAMRAD II 해석의 정확도를 교차 확인하였으며 최종적으로 RPM 별 추력, 파워, 성능곡선, 제자리비행효율 Figure of Merit에 대한 계산 결과를 Fig. 10 ~ 13에서 확인 할 수 있다.

2.2.4 프로펠러 단면 물성치 설계 및 해석

2.2.4.1 단면 설계 요구도 및 강성 기준 선정

프로펠러 단면 설계 수행을 위해서는 운영 중 파손이 발생하지 않도록 구조 강도 요구도와 운영 중 공진이 발생하지 않도록 굽힘/인장/뒤틀림 강성 요구도가 설정되어야 한다. 일반적으로 멀티콥터 프로펠러는 헬리콥터 로터 블레이드에 비해 스펀(Span) 길이가 상대적으로 짧아 운용 시 2차 이상의 탄성변형이 거의 발생하지 않는 높은 고유진동수를 가지는 고정본 (Rigid Beam) 모델로 가정할 수 있다. 따라서 설계하고자 하는 프로펠러의 강성이 기존에 운용되고 있는 프로펠러의 강성보다 클 경우, 회전수에 따른 1st Flap/Lag/Torsion 모드 및 2nd Flap 모드의 공진 주파수보다 높은 고유진동수를 가지게 되므로 프로펠러 운용 중 공진이 발생하지 않을 것으로 판단하였다. 따라서 고성능 프로펠러의 단면 설계를 위한 인장/굽힘/뒤틀림 강성의 기준은 기존에 운영되고 있는 동급 상용 프로펠러의 강성으로 결정하고 이보다 높은 값을 가지도록 요구도를 선정하였다. 구조강도 요구도는 정지비행 시 최대 RPM을 기준으로 발생하는 하중에 대해 구조안전 계수($\epsilon_{ultimate}/\epsilon_{working}$) 4 이상으로 선정하였다.

프로펠러 강성 기준 설정을 위한 상용 프로펠러로 'Dualsky 22x7'을 선정하였다. 이 프로펠러

Table 3. Dualsky 22x7 Specification

Number of Propeller	2
Radius	279mm
Operation RPM	3200 ~ 3600
Estimated Thrust Range	2.2 ~ 2.6 kg
Material	Beechwood
Weight	77 g

는 스펀길이, 운영 RPM, 추력 범위 등이 설계하고자 하는 프로펠러의 스펙과 유사하며 단일 소재로 제작되어 여타 가정 없이 프로펠러 단면 물성치 해석이 가능하다. Table 3은 'Dualsky 22x7'의 규격을 나타내고 있다.

'Dualsky 22x7'의 단면 형상과 소재 물성치를 활용하여 스펀방향 위치별 단면 물성치를 계산하였다. 단면 형상은 실제 프로펠러를 3D 스캔하여 획득하였으며 소재 물성치는 미국 농림부에서 발간한 'Wood Handbook'을 참고하였다[4]. 프로펠러 단면해석은 2차원 유한요소 단면 해석 프로그램인 KSec2D를 사용하였다[5]. 'Dualsky 22x7'의 단면해석 결과 중 인장강성, 플랩/래그 굽힘 강성 그리고 뒤틀림 강성을 Fig. 14, 15의 설계 해석결과 비교 그림에서 확인 할 수 있다.

2.2.4.2 프로펠러 단면 설계 및 해석

프로펠러 단면 설계를 위한 소재는 직교 탄소섬유(Carbon Fabric 0/90)와 단방향 탄소섬유(Carbon UD)를 사용하였다. 프로펠러 운영 시 발생하는 원심력이나 양력의 수준을 고려하였을

Table 4. Material Properties

Material	Properties	
Carbon UD	$E_{11}(N/mm^2)$	13E+04
	$E_{22}(N/mm^2)$	7E+03
	$G(N/mm^2)$	3E+03
	$\rho(kg/mm^3)$	2E-06
Carbon Fabric 0/90	$E_{11}(N/mm^2)$	5E+04
	$E_{22}(N/mm^2)$	5E+04
	$G(N/mm^2)$	4E+03
	$\rho(kg/mm^3)$	2E-06
Foam	$E_{11}(N/mm^2)$	9E+01
	$E_{22}(N/mm^2)$	9E+01
	$G(N/mm^2)$	2E+00
	$\rho(kg/mm^3)$	5E-08
Beechwood	$E_{11}(N/mm^2)$	9E+01
	$E_{22}(N/mm^2)$	9E+01
	$G(N/mm^2)$	2E+00
	$\rho(kg/mm^3)$	6E-07

Table 5. Composite Material Lay-up Pattern

Section Type	Lay-up Pattern
A	CF[(0/90) ₄]
B	CF[(0/90)CU[0]CF[(0/90)]

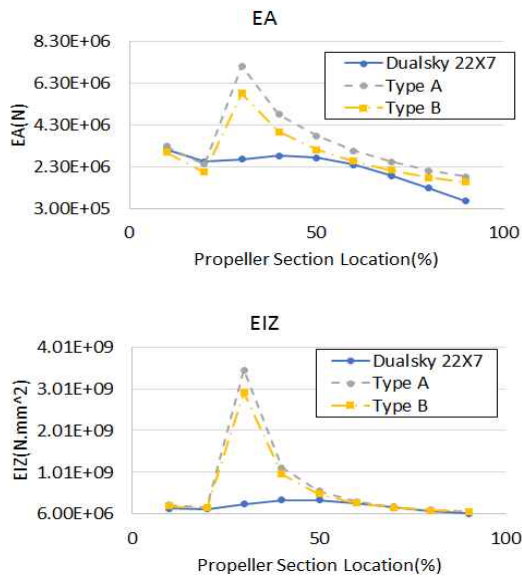


Fig. 14. Section Analysis Results (EA, EIZ)

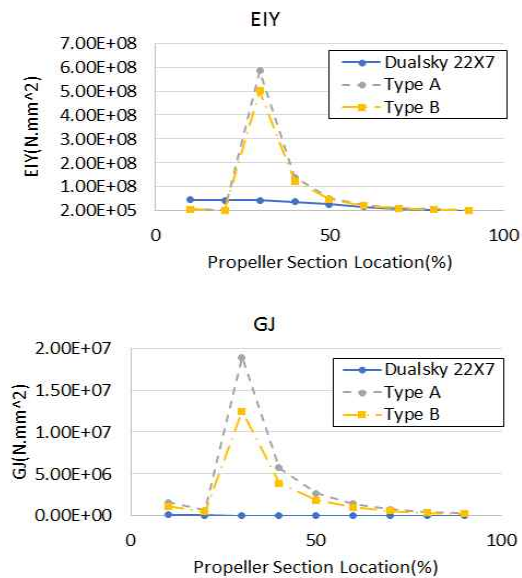


Fig. 15. Section Analysis Results (EIY, GJ)

때 스파나 허니콤 코어와 같은 인장/압축방향 보강 구조물은 필요 없을 것으로 판단하여 적용하지 않았으며, 이를 통해 내부 형상을 단순화시켰다. 하드폼으로 내부 형상을 구성하고 외부에 복합재 탄소섬유를 적층하여 스킨을 구성하였다. 단, 허브 중심에서 스펠방향 10% 위치까지의

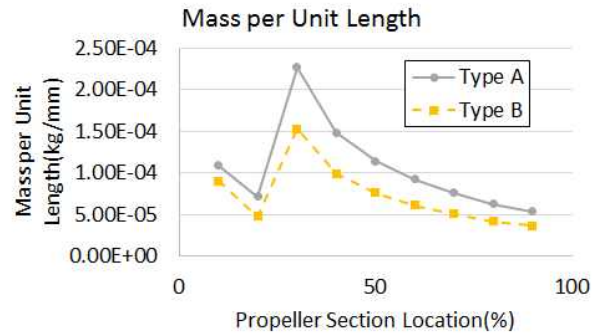


Fig. 16. Comparison of Mass per Unit Length

Table 6. Comparison of Estimated Weight

Section Type	Estimated Weight
Type A	56.3g
Type B	39.2g

내부 구조물은 체결을 위한 볼트 홀 적용을 감안하여 Beechwood를 사용하였다. 복합재 적층패턴은 총 2가지를 제시하였다. Table 4는 소재 물성치를 나타내고 있으며 Table 5는 복합재 적층 패턴을 나타내고 있다.

고성능 프로펠러 형상에 대해 각 적층패턴에 대한 단면해석을 수행하였다. 프로펠러 허브 센터를 기준으로 스펠방향으로 10~90% 위치에 대해 10% 단위로 해석단면을 나누어 수행하였다. 다음의 Fig. 14, 15는 고성능 프로펠러 단면해석 수행결과와 'Dualsky 22x7' 단면해석 수행결과 중 인장/압축/뒤틀림 강성 값에 대한 비교 결과를 보여주고 있다.

본 해석 결과를 통해 고성능 프로펠러의 10~20%R 영역의 플랩 강성이 'Dualsky 22x7'보다 낮은 값을 가짐을 확인할 수 있다. 이 부분에 대한 단면 설계 변경 여부는 동특성 해석을 통해 공진 발생 여부 및 구조해석 결과를 확인하고 결정하기로 하였다.

Figure 16은 단면 복합재 적층 패턴에 따른 각 단면 별 단위 길이 당 중량을 나타내고 있으며 Table 6은 Fig. 16 결과를 기반으로 중량을 예측한 결과를 나타낸다.

2.2.5 프로펠러 동특성 및 구조해석

단면설계가 완료된 프로펠러 모델에 대해 유한요소 해석프로그램인 MIDAS-NFX[6]를 이용하여 프로펠러의 비회전 및 회전 고유진동수와 모드 형상을 검토하였다. 프로펠러 내부의 구성품에 대한 구조적인 특성을 고려하기 위해 스킨은 2차원 쉘요소(4-node, shell element), 코어의 경

우 3차원 고체요소(8-node, solid element)를 적용하였으며, 해석에 사용된 유한요소 해석모델을 Fig. 17에 제시하였다. 프로펠러의 회전수를 0~5000RPM 까지 증가시키면서 고유진동수 및 모드 형상의 변화를 검토하였다. Fig. 18에 나타낸바와 같이 프로펠러의 회전속도가 증가함에 따라 전체적으로 Type-A 프로펠러의 고유진동수가 Type-B의 고유진동수에 비해 높은 경향을 나타냄을 확인할 수 있었다. 또한 프로펠러의 회전속도가 4,000RPM인 조건에서 회전수의 정수배 (n/rev)에 해당하는 진동수(파선)와 각 모드의 고유진동수(실선)가 이격되어 있어 공진의 위험이 낮음을 확인하였다.

프로펠러의 운용조건에 따라 단면에 작용하는 원심력과 굽힘 하중 분포를 검토하기 위해 CAMRADII를 이용하였으며, 회전속도가 4,000RPM인 조건에서 프로펠러 반경방향으로의 원심력과 플랩모멘트 분포를 Fig. 19에 나타내었다. 프로펠러의 회전속도가 4,000 RPM에서 발생

하는 원심력과 굽힘하중을 기준으로 극한하중계수(ultimate load factor) 1.5를 고려하여 하중경계조건으로 적용하였으며, 프로펠러의 루트 부위에 작용하는 원심력과 굽힘하중 분포가 다른 단면에 비해 높은 수준을 나타내고 있어 프로펠러의 반경방향으로 10~30%인 단면에서의 구조안전계수(F.S., factor of safety)를 검토하였다.

Type-A의 경우 20%R 단면에서의 안전계수 값이 2.2이었으며, Type-B의 경우 20%R, 30%R 단면에서 안전계수 값이 각각 1.3과 2.6으로 안전계수 요구도인 4.0 이상을 만족하기 위해서는 구조

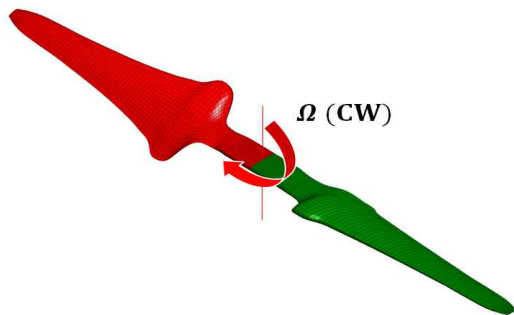


Fig. 17. Propeller FE analysis model

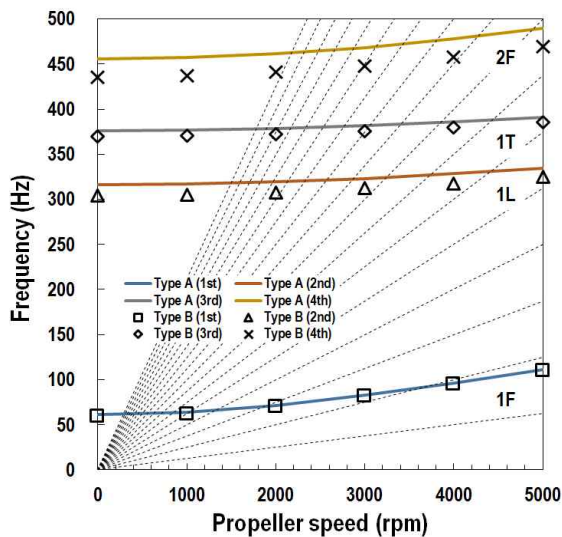


Fig. 18. Natural frequencies versus propeller speed

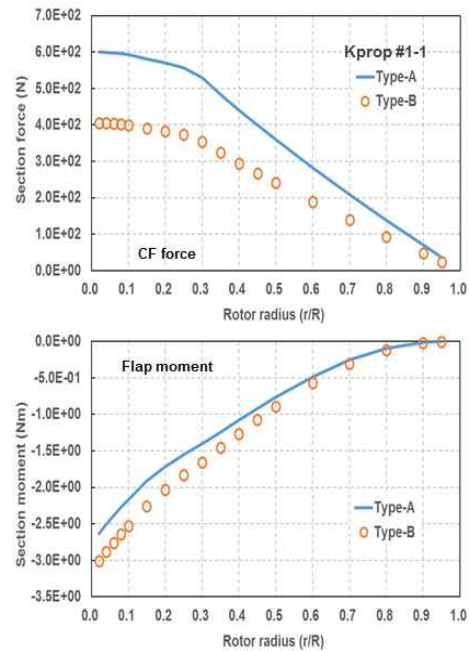


Fig. 19. CF force and flap moment distributions

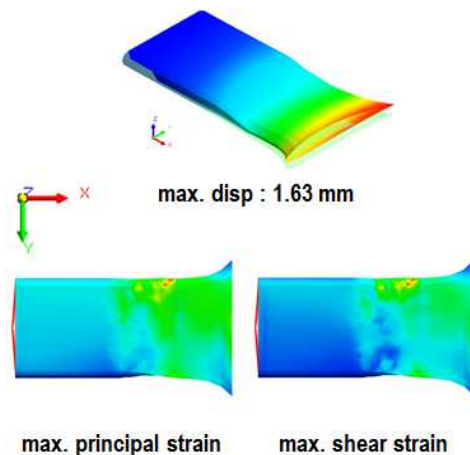


Fig. 20. Structural analysis results, Type-A @ 20%R

적인 보완이 필요함을 확인하였다. 또한 Type-A 프로펠러의 구조안전계수가 가장 작은 값으로 확인된 20%R 단면에서의 변형을 분포를 Fig. 20에 나타내었다.

2.3 구조보강을 위한 설계변경 및 재해석

구조해석 결과 프로 프로펠러 회전 중심을 기준으로 스펠 방향 20%, 30%R의 안전계수가 목표 이하로 예상되었으며, 그에 대한 원인으로 낮은 플랩 강성이 원인으로 여겨진다. 프로펠러에 부가되는 6가지 하중들 중에서 가장 큰 변형을 발생시키는 하중은 플랩 모멘트에 의한 것이므로 플랩 모멘트에 의한 변형을 줄이기 위하여 플랩 강성을 증가시키는 형상변경을 수행하였다.

이를 위해 0~10%R의 두께를 50% 증가시켰으며 10~30%까지 에어포일-허브 변환 구간도 이에

맞도록 두께를 선형적으로 증가시켜 형상을 변경하였다. 루트부분의 형상변경에 의한 공력 성능 변화가 크지 않음을 Fig. 21의 CAMRAD II 결과를 통하여 알 수 있다.

2.3.1 루트부위 구조보강을 고려한 단면 설계/해석

루트 부분 형상 변경 프로펠러에 대해 추가적인 단면 설계 변경은 수행하지는 않았다. 플랩 강성에 영향을 주는 관성 모멘트 I_{YY} (moment of Inertia)는 2차원 단면 형상의 높이의 세제곱에 비례하므로[7] 단면 설계 변경 없이 충분한 플랩 강성을 확보할 수 있을 것으로 판단하였다. 따라

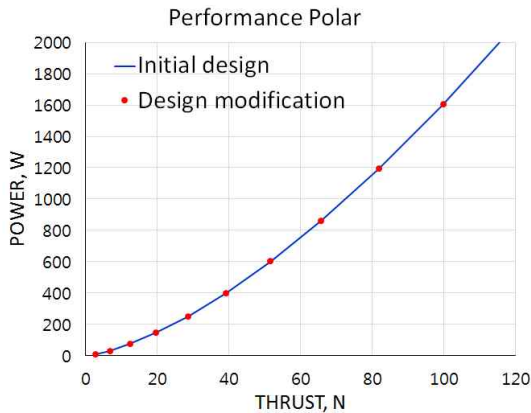


Fig. 21. Performance polar comparison

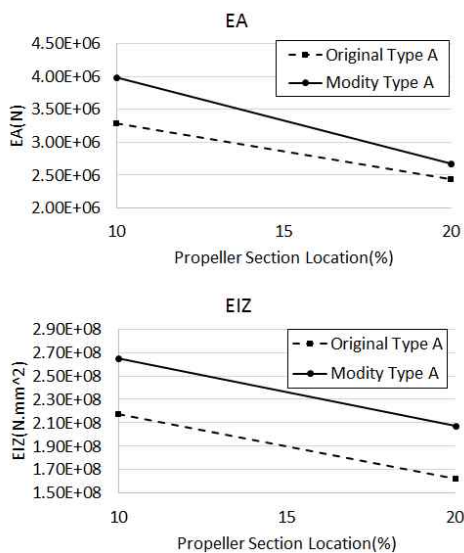


Fig. 22. Modified Section Analysis - Type A (EA, EIZ)

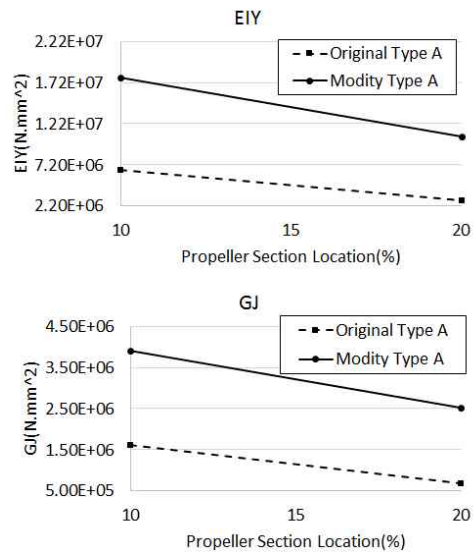


Fig. 23. Modified Section Analysis - Type A (EIY, GJ)

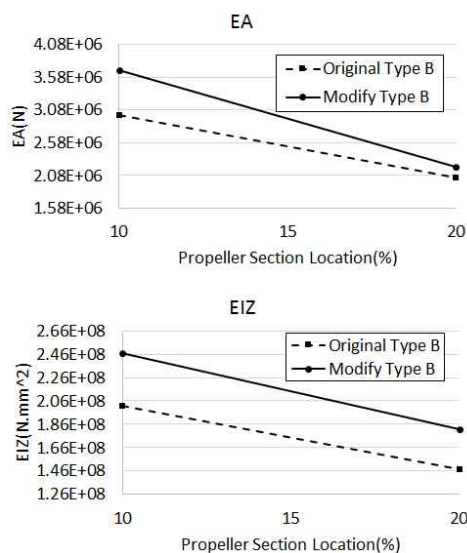


Fig. 24. Modified Section Analysis - Type B (EA, EIZ)

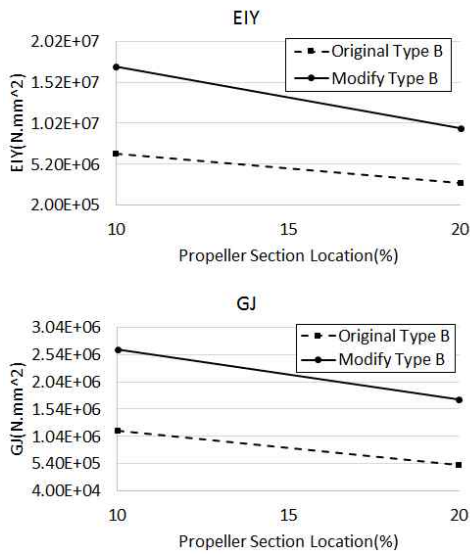


Fig. 25. Modified Section Analysis - Type B (EIY, GJ)

Table 7. Estimated Weight after Modifying

Section Type	Estimated Weight	
	Before Modifying	After Modifying
Type A	53.6g	59.4g
Type B	39.2g	42.1g

서 형상이 변경된 영역인 10%R, 20%R 단면 형상에 대해 단면 해석을 수행하였다. 다음의 Fig. 22-25 은 형상 변경된 프로펠러의 10%R, 20%R 영역에 대한 단면 해석 결과를 나타내고 있다.

형상 변경 영역에 대한 단면해석 결과 Type A의 경우 최대 3.6배의 플랩 강성의 증가를, Type B의 경우 최대 3.3배의 플랩 강성의 증가를 확인할 수 있다.

Table 7 은 단면 해석결과를 이용하여 형상 변경 후 복합재 적층 패턴 별 예측중량을 보여준다. 중량 예측에 따르면 형상 변경으로 인해 Type A의 경우 약 6g, Type B의 경우 약 3g의 중량 증가를 예측할 수 있다. 이러한 결과는 구조 보강을 위한 형상 변경을 통해 중량이 늘어났음에도 상용 프로펠러 보다 중량이 낮음을 알 수 있다.

2.3.2 루트부위 구조보강을 고려한 동특성 및 구조해석

구조해석 결과에 따라 루트부위(10~20%R)의 두께를 50% 증가시킨 프로펠러 모델에 대해 회전속도가 4,000RPM인 조건에서 고유진동수와 모

Table 8. Natural frequencies of modified propeller

Mode number	Frequency (Hz)		Mode shape
	Type-A	Type-B	
1	99.1	94.1	1 st flap
2	328.1	311.6	1 st lag
3	482.2	467.8	2 nd flap
4	545.9	544.0	1 st torsion
5	1035.4	1017.3	3 rd flap

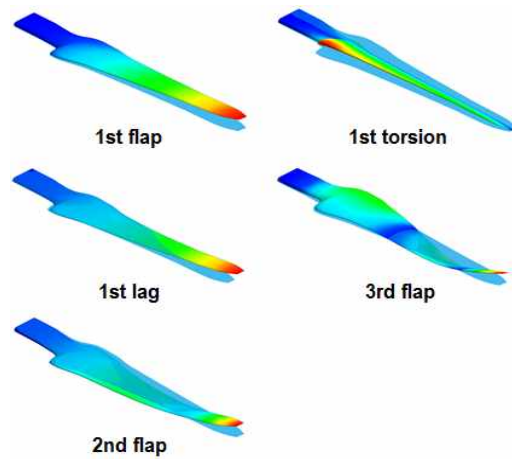


Fig. 26. Mode shapes of modified propeller

드형상을 검토하였다. 프로펠러 형상 변경에 따라 중량은 약 10% 수준으로 증가하였으나 플랩 강성은 최대 3.6배로 증가하였으며, 이로 인해 형상이 변경된 프로펠러의 고유진동수가 Table 8과 같이 전반적으로 증가함을 확인하였다. 또한 각각의 플랩, 래드 및 토션 모드에 대한 모드형상을 Fig. 26에 제시하였다.

프로펠러 형상 변경에 따른 원심력과 굽힘 하중의 변화경향을 검토하였으며, 프로펠러 Type-A에 대한 형상변경 전/후의 원심력 및 플랩모멘트의 변화를 Fig. 27에 나타내었다. 프로펠러의 루트부위의 중량변화가 10% 수준이므로 형상이 변경되더라도 원심력은 비슷한 수준을 유지하고 있으나, 플랩모멘트는 약 35% 증가함을 확인할 수 있었다.

프로펠러의 회전속도가 4,000RPM인 조건에서 작용하는 원심력과 굽힘 하중을 기준으로 극한하중계수 1.5를 고려하여 하중계조조건으로 적용하였다. 프로펠러 Type-A의 경우 10~30%R 모든 단면에서 안전계수 요구도를 만족(최소 4.3)함을 확인하였으며, Type-B의 경우 20%R 및 30%R 단면에서의 안전계수 값이 각각 2.9와 2.5로 확인되어 구조적으로 추가적인 보완이 필요함을 확인할

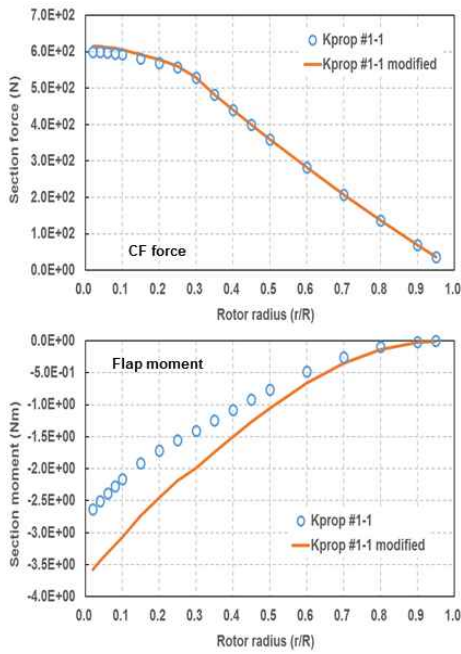


Fig. 27. Comparison of CF force and flap moment distributions, Type-A propeller

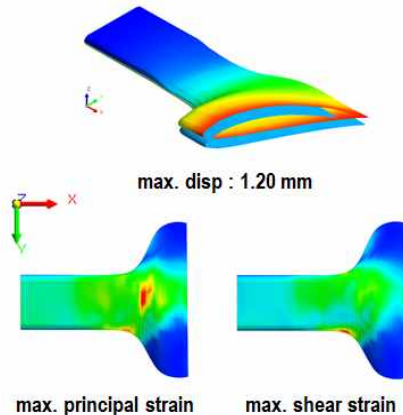


Fig. 28. Structural analysis results, Type-A (modified propeller) @ 30%R

수 있었다. 프로펠러 Type-A의 30%R 단면에 대한 변형과 응력분포를 Fig. 28에서 알 수 있다.

2.4 프로펠러 회전 시험을 통한 성능확인

설계된 프로펠러를 지상 성능 시험을 통하여 실제 성능을 확인해 보았다. 회전시험에서는 단면 및 구조설계를 반영하여 제작한 복합재 프로펠러가 아닌 공력 성능확인을 위해 제작된 플라스틱 프로펠러를 사용하였다.

2.4.1 프로펠러 성능 시험 방법

프로펠러 시험 장치는 추력 센서와 토크센서

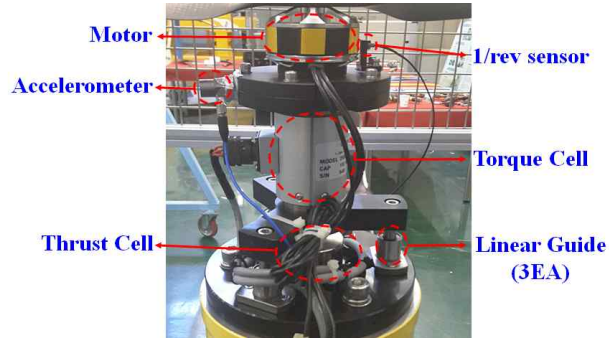


Fig. 29. Propeller Performance Test Jig

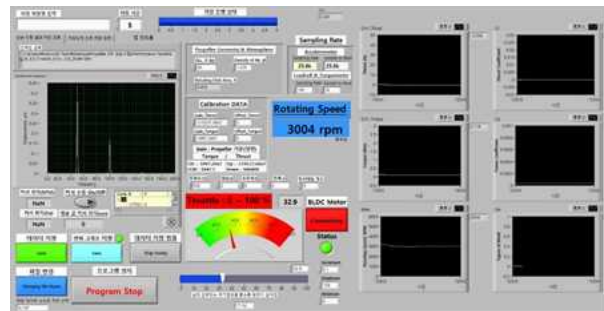


Fig. 30. Software(Based on LabVIEW) for Test

를 이용하여 프로펠러 회전 시 발생하는 물리량을 측정하고 Fig. 29와 같이 지면에 수직 방향으로 추력을 측정할 수 있도록 설계하였다.

BLDC 모터에 결합된 프로펠러가 회전하며 발생하는 반토크에 의해 추력센서에 수평방향의 하중이 가해질 수 있다. 이럴 경우 추력을 측정하는데 있어 오차가 발생할 수 있으므로 이를 방지하기 위해 리니어 가이드(Linear Guide)를 장착하여 추력 센서의 변형이 오직 수직방향으로 발생하도록 하였다[8].

프로펠러 시험을 위하여 위의 Fig. 30과 같은 LabVIEW 기반의 프로펠러 지상 성능 시험용 소프트웨어를 자체 개발하여 사용하였다. 본 소프트웨어를 이용하여 센서로부터 측정되는 신호를 저장할 뿐만 아니라, PWM 신호를 생성하여 BLDC 모터를 제어할 수 있다. 또한 장착된 가속도계 신호를 분석하여 주파수 별 변위를 실시간으로 표시해 줌에 따라 시험 중 프로펠러 회전에 의한 시험장치의 진동을 모니터링 할 수 있도록 작성하였다[9].

지상 성능 시험을 수행하기 전, 센서와 장치간 Align 등을 확인하고 센서에서 출력되는 신호를 실제 물리량으로 변환하기 위한 교정 시험을 거쳐야 한다. Fig. 31 과 같이 추력센서와 토크센서의 교정 시험을 수행하였다.



Fig. 31. Sensor Calibration

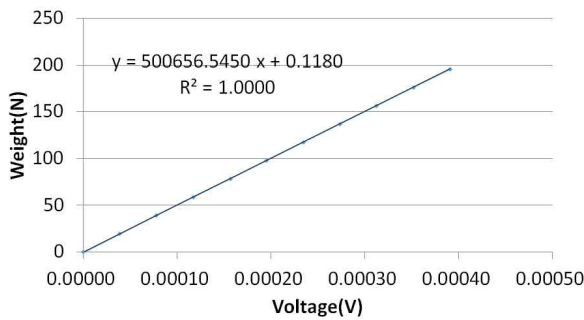


Fig. 32. Result of Sensor Calibration

Table 9. Motor & ESC

Manufacturer	Motor Model	ESC
T-Motor	U8 Pro KV 135	T-Motor Flame 80A
	U8 Pro KV 170	
KDE	KDE 7215XF 135	KDEXF-UAS95HVC

추력센서는 인장 및 압축 방향, 토크센서의 경우 시계 및 반시계 방향으로 각각 교정하였으며, 모든 센서의 교정 결과는 Fig. 32와 같은 선형성을 확보하였다. 최종적으로 제조사에서 제공하는 교정값과 비교했을 때 그 오차는 약 2.2 ~ 2.3% 임을 확인하였다.

성능 시험은 설계 프로펠러에 3가지 BLDC 모터를 사용하였다. 회전시험에 사용된 모터 및 ESC의 제조사 및 모델은 Table 9와 같다.

2.4.2 프로펠러 성능 시험 결과

프로펠러 성능 시험을 위한 프로펠러 시제는 플라스틱을 이용하여 제작하였다. 단면 및 구조 설계를 반영한 복합재 프로펠러 제작 전에 성능 확인을 프로펠러로 외형형상만 제작하여 회전시험을 수행하였다. 프로펠러를 모터에 장착한 모습은 Fig. 33과 같다.

Figure 34 ~ Fig. 37은 회전시험결과를 나타



Fig. 33. Propeller Installation

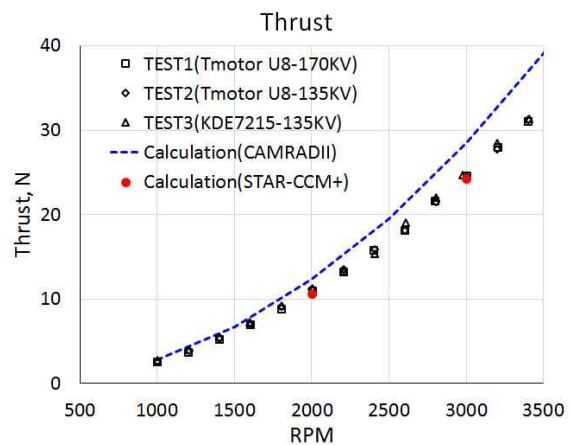


Fig. 34. Thrust (Test and Calculation)

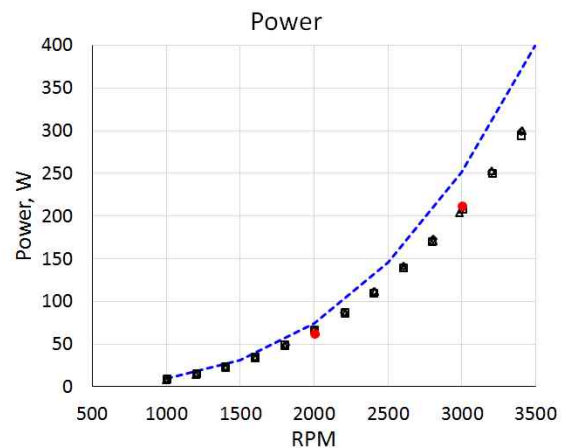


Fig. 35. Power (Test and Calculation)

낸 그림이다. TEST1은 Tmotor U8 Pro KV 170, TEST2는 Tmotor U8 Pro KV 135, TEST3은 KDE 7215XF 135 모터를 사용한 회전시험 결과이다. 모터 각각에 대한 시험결과 모두 공기역학적 성능결과는 유사함을 확인할 수 있다.

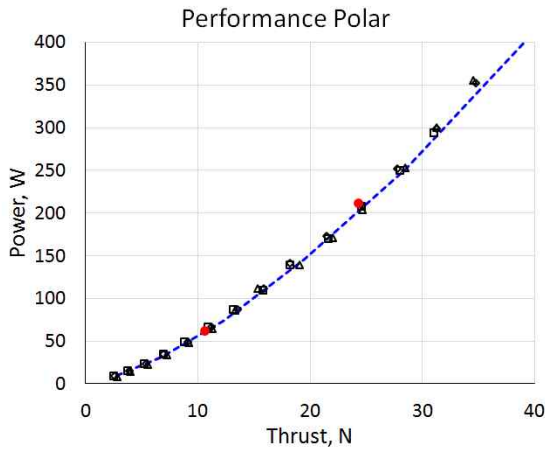


Fig. 36. Performance polar (Test and Calculation)

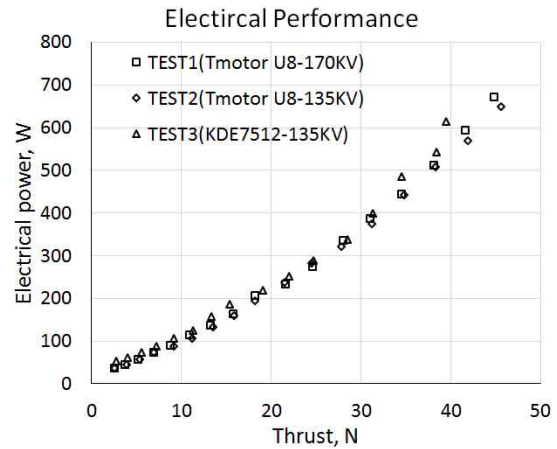


Fig. 38. Electrical performance

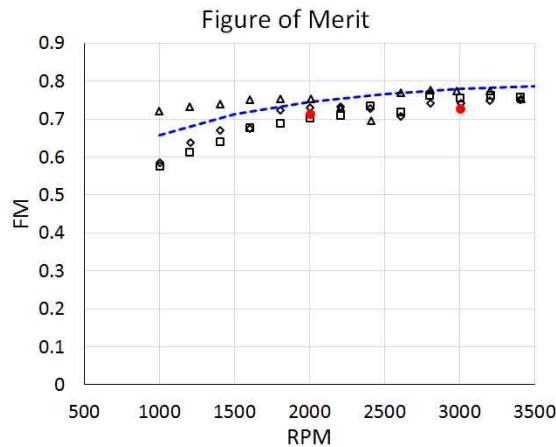


Fig. 37. Figure of Merit (Test and Calculation)

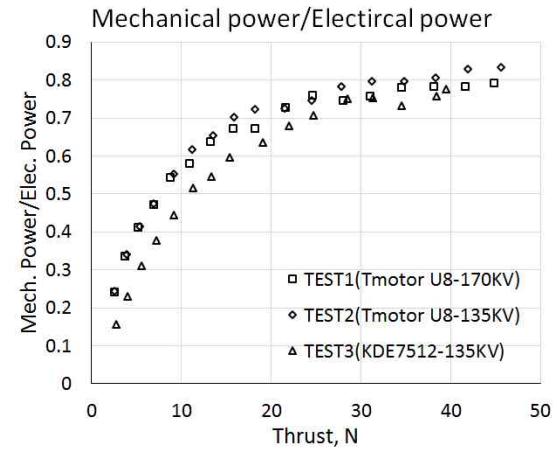


Fig. 39. Mechanical power/Electrical power

Figure 34 ~ Fig. 37에서 해석계산결과와 회전 시험결과를 비교할 수 있다. 해석 프로펠러 모델은 Rigid 모델이지만, 실제 회전시험에서는 플라스틱 프로펠러의 끝단이 약간 들리는 현상을 발견하였다. 정확한 시험결과와의 비교를 위해서는 Rigid한 복합재 프로펠러를 제작 및 비교가 필요하다고 판단된다. 해석 및 시험 결과 모두 회전 시험 시 운용 RPM 3000에서 제자리 비행 효율 (Figure of Merit) 0.75 이상임을 확인하였다.

Figure 38은 전기적 파워에 대한 성능을 나타낸 Fig.이다. 기계적 파워에 비하여 높게 측정되었으며 이는 모터에 의한 전기적 손실에 의해 발생됨을 유추 할 수 있다. 프로펠러 추력 30N 이상에서는 모터 손실이 20%정도이며 추력 20N에서는 30% 까지 증가함을 알 수 있다.

기계적 파워와 전기적 파워의 비율을 Fig. 39

에서 살펴보면 추력이 증가할수록 손실이 줄어들 수 있다. Fig. 39를 통해 제조사에 따라 모터 손실율이 다를 수 있다.

III. 결 론

고성능 프로펠러 형상 개발을 위하여 추세분석을 통한 요구조건을 수립하고 이에 따라 공력 및 구조 설계/해석을 수행하였다. 설계 형상에 대한 공기역학적 성능 확인을 위해 플라스틱 프로펠러를 가공하여 회전시험을 수행하였다. 프로펠러의 회전시험을 통해 추력, 파워, 제자리비행 효율 등 프로펠러 성능을 측정하였고 이를 해석 결과와 비교하였다.

본 논문에서는 이와 같은 요구조건수립/설계/해석/시험 일련의 과정을 통해 프로펠러 설계 방법론을 철차적으로 제시하였다. 이를 이용하여 다양한 멀티콥터 프로펠러를 설계-제작 할 수 있을

것으로 기대된다.

후 기

본 연구 내용의 일부는 산업통상자원부 지원 “CFRP를 이용한 스마트드론 25kg이하급 저전력 고효율 프로펠러 개발” 과제 연구결과를 포함하고 있음.

References

- 1) Kang H. J., “Trend Analysis for the Propeller Design of a Multi-copter,” The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences 2016 Spring Conference, April 22, 2016
- 2) Prosser, D., Xoptfoil: Airfoil optimization with xfoil[Online], Available: <http://sourceforge.net/projects/xoptfoil/>, 2016
- 3) Drela, M., QProp Propeller/Windmill Analysis and Design, Ver. 1.22, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA, <http://web.mit.edu/drela/Public/web/qprop>, 2011
- 4) Kretschmann, D. E., Wood Handbook: wood as an engineering material, Centennial Edition, United States Department of Agriculture Forest Service, Madison, 2010, Chapter 5
- 5) Park, I. J., Jung, S. N., Cho, J. Y., and Kim, D. H., “A Study on Calculation of Cross-Section Properties for Composite Rotor Blades Using Finite Element Method,” Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 37, No. 5, 2009, pp. 442~449.
- 6) MIDAS-NFX, User’s Manual, www.NFX.co.kr
- 7) Walter, D. P., Formulas for Stress, Strain, and Structural Matrices, A Wiley-Interscience Publication, JOHN WILEY & SONS, INC., 1994, Chapter 2, pp 19~20.
- 8) Song, K. W., Choi, J. S., “Propeller Performance Test Rig Build-up for Drone”, Proceeding of the 2016 KSAS Spring Conference, 2016, pp. 874-875.
- 9) Song, J. R., Wie, S. Y., Song, K. W., Kim, D. K., “Experimental Study for Performance of Modified Propeller for improved and Used Propeller Using at Multi-Copter”, Proceeding of the 2015 KSAS Fall Conference, 2015, pp. 2202-2205.